

Determinación de algunas características esenciales de los turbo-reactores

Por el Capitán C. SANCHEZ TARIFA
Ingeniero Aeronáutico.

(Segundo premio de temas "Grupo (B)" del IV Concurso de artículos "Nuestra Señora de Loreto".)

INTRODUCCIÓN.

En este trabajo vamos a determinar algunas características fundamentales de los turbo-reactores, pero refiriéndonos especialmente a aquellas que no han tenido divulgación aún en revistas y publicaciones. Estudiaremos el efecto que ejercen algunos parámetros característicos del motor en su rendimiento, y consideraremos con mayor detalle la influencia de la relación aire/combustible sobre las cualidades del grupo motopropulsor. Por causa de la continuidad de este artículo habremos de referirnos muchas veces a fórmulas y conceptos ya divulgados y sobradamente conocidos por el lector. No obstante, procuraremos dar la menor extensión posible a estas cuestiones, que, como hemos dicho, no tienen por objeto más que dar una continuidad lógica a este trabajo.

Como aún no existe una nomenclatura oficialmente adoptada en España sobre los vulgarmente llamados "motores de reacción", haremos mención de que denominamos turbo-reactor al motor de combustión continua a presión constante, alimentado por compresor centrífugo o axial, movido mediante una turbina, que a su vez accionan los gases de la combustión. Estos gases son los que, después de atravesar los álabes de la turbina producen el chorro impulsor.

Como ya se ha destacado en varias publicaciones españolas, es impropio el nombre de "propulsión por reacción" (de origen francés) con que a menudo se designan los nuevos sistemas de propulsión.

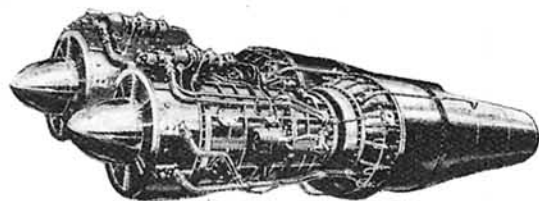
* Cualquier sistema de propulsión que podamos imaginar ha de producirse necesariamente "por reacción", es decir, como consecuencia de la se-

gunda ley de Newton. Tampoco es lógica la denominación inglesa de "jet propulsión", o propulsión por chorro, ya que se podría, asimismo, aplicarla a una hélice. Es más exacto el nombre aparecido en algunas revistas alemanas de motor termopropulsor. Si nos fijamos en la diferencia fundamental que existe entre un grupo motopropulsor usual, constituido por un motor de cilindros y hélice, y un turbo-reactor, veremos que consiste en que en el último están confundidos el motor y el propulsor. En cualquier sistema usual el motor es el órgano encargado de transformar la energía térmica del combustible en mecánica, mientras que el propulsor transforma dicha energía mecánica en cinética, lanzando en dirección contraria el movimiento que se desea, porciones de masa del medio que le rodea. El avión y el barco, con sus motores y hélices lanzando aire o agua hacia atrás, son ejemplos clásicos de esto; asimismo el automóvil—motor y ruedas—o cualquier otro sistema de propulsión. En todos ellos se ve claramente la diferenciación entre dichos órganos. No ocurre lo mismo con

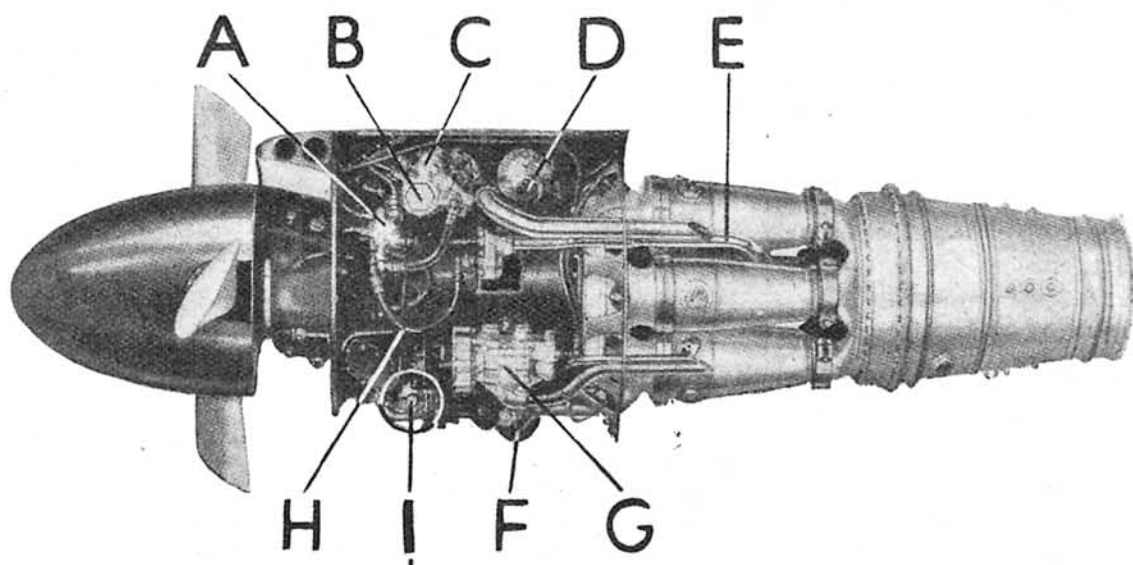
los "motores de reacción". El mismo motor transforma directamente la energía térmica del combustible en cinética, estando confundido con él el propulsor. Todos los nuevos sistemas de propulsión designados por este nombre de "motores de reacción" tienen esta cualidad fundamental, tanto los cohetes como los turbo-reactores, "athodycos", "V-I", etc., etc. La hélice movida por turbina (turbo-hélice) no entra lógicamente dentro de esta clasificación, perteneciendo al tipo de propulsión mixta.

Refiriéndonos a los turbo-reactores—motor objeto de este trabajo—, por esta característica mencionada no pueden separarse en ellos el estudio térmico del motor con el de la propulsión. Ya veremos cómo una relación elevada aire/combustible disminuye el rendimiento termodinámico del motor, pero a su vez aumenta el de la propulsión, debiendo buscarse un valor intermedio que nos produzca el rendimiento máximo del turbo-reactor, considerado como un grupo motopropulsor.

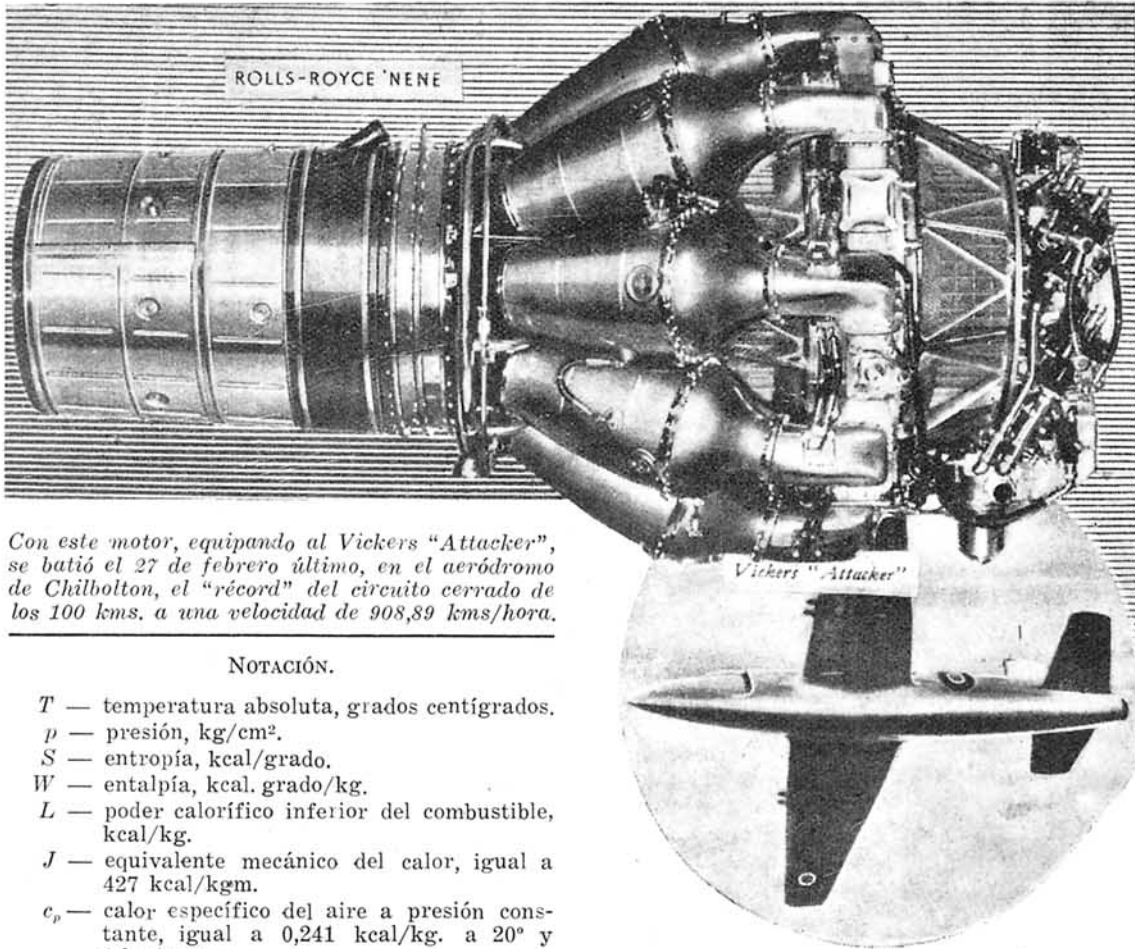
A nuestro juicio cualquier denominación que atendiera a esta cualidad esencial sería correcta, ya que nos daría la diferencia específica con los otros sistemas de propulsión.



Motores "Metrowick Beryl", de la casa Metropolitan Vickers.



A. Distribuidor de aceite y válvula de alta presión.—B. Filtro principal de aceite a presión.—C. Bomba de presión normal y alta.—D. Tacómetro.—E. Tubo de refrigeración por aire de los cojinetes posteriores.—F. Filtro-control de combustible.—G. Puesta en marcha.—H. Tubo de refrigeración por aire de los cojinetes anteriores.—I. Microbomba para los cojinetes posteriores.



Con este motor, equipando al Vickers "Attacker", se batió el 27 de febrero último, en el aeródromo de Chilbolton, el "récord" del circuito cerrado de los 100 kms. a una velocidad de 908,89 kms/hora.

NOTACIÓN.

- T — temperatura absoluta, grados centígrados.
- p — presión, kg/cm².
- S — entropía, kcal/grado.
- W — entalpía, kcal. grado/kg.
- L — poder calorífico inferior del combustible, kcal/kg.
- J — equivalente mecánico del calor, igual a 427 kcal/kgm.
- c_p — calor específico del aire a presión constante, igual a 0,241 kcal/kg. a 20° y 1 kg/cm².
- c_v — calor específico del aire a volumen constante, igual a 0,172 kcal/kg. a 20° y 1 kg/cm².
- τ — exponente de la evolución adiabática del aire, igual a $c_p/c_v = 1,4$.
- ρ — densidad del aire, kg. seg²/m³.
- a — altura sobre el nivel del mar, metros.
- ∞ — relación de temperaturas.
- β — relación de presiones.
- η — rendimiento.
- V — velocidad de avance del avión, m/seg.
- w — velocidad relativa de los gases de escape, m/seg.
- w_c — velocidad de aspiración del compresor, m/seg.
- m — gasto de combustible, kg/seg.
- G — gasto volumétrico de aire, m³/seg.
- r — relación aire/combustible en peso.
- R — reacción o tracción de avance, kgs.
- g — aceleración de la gravedad, igual a 9,81 metros/seg.²

Consideraremos en todos los cálculos el estado atmosférico correspondiente a la atmósfera normal internacional.

CICLO TÉRMICO. INFLUENCIA DE LAS CARACTERÍSTICAS DEL MOTOR SOBRE EL RENDIMIENTO.

Vamos a establecer una fórmula sencilla que nos dé el rendimiento térmico real del motor en función del menor número posible de parámetros y que tenga generalidad para cualquier tipo de combustible. No hay dificultad en calcular una fórmula en la que, mediante coeficientes, se tengan en cuenta todas las pérdidas que se producen a lo largo del ciclo del motor; pero una fórmula así sería muy complicada y sin generalidad. Ya veremos que con la que vamos a establecer se logra suficiente aproximación y es de cómodo manejo.

Partiremos de un ciclo teórico en el que no se tendrán en cuenta más pérdidas que las térmicas por el escape. Tanto en este ciclo teórico como en el real, consideraremos el aire comportándose como un gas perfecto, no cometiéndose mucho error por ser relativamente pequeñas las

temperaturas alcanzadas. A este ciclo teórico, 0-1-2-3-4-5 (fig. 1.), referiremos el real, 0-1'-2'-3'-4'-5', de iguales presiones en puntos análogos, pero diferentes temperaturas.

Las fases del ciclo teórico son de sobra conocidas: compresión isentrópica 0-1 en la toma de aire del compresor, debida al efecto de toma dinámica cuando el avión está en marcha; compresión isentrópica 1-2 en el compresor; combustión perfecta a volumen constante 2-3 en las cámaras de combustión; expansión isentrópica 3-4 en la turbina, y continuación de la misma 4-5 en la tobera de salida.

El rendimiento térmico viene expresado por la fórmula

$$\eta_t = 1 - \frac{T_0}{T_2} = 1 - \left(\frac{P_0}{P_2}\right)^{\frac{\tau-1}{\tau}} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{\tau-1}{\tau}}} \quad [1]$$

Tanto en el ciclo teórico como en el real prescindimos de la diferencia de gastos existentes entre la compresión y expansión, siempre pequeña, pues la relación aire/combustible en peso varía poco de 60; es decir, suponemos que en el ciclo evoluciona la unidad de masa de aire puro.

No nos extendemos más en hacer consideraciones acerca del ciclo teórico, y pasaremos a establecer el estudio del ciclo real del motor. Dada la extensión requerida para este trabajo, no podemos detenernos a considerar las fases del ciclo y analizar las pérdidas que se producen; nos limitaremos a calcular el rendimiento, indicando las simplificaciones efectuadas.

Igual que en el ciclo teórico, suponemos que evoluciona la unidad de masa de aire puro y que ésta se comporta como un gas perfecto. Sustituiremos las isentrópicas 0-2 y 3-5 por las politrópicas 0-2' y 3'-5', y supondremos que la combustión se realiza sin pérdidas, prescindiendo también de la pequeña, pero inevitable caída de presión que se produce durante la combustión. Prescindiremos también del trabajo absorbido por el arrastre de los mecanismos auxiliares y de las pérdidas de calor por las paredes.

El cálculo de temperaturas y presiones teóricas no ofrece dificultad alguna. Introduciendo los rendimientos adiabáticos η_c y η_e de la compresión y expansión, de acuerdo con las hipótesis efectuadas, el cálculo de temperaturas reales a lo largo del ciclo se efectuará del modo siguiente:

Fase 0-2', compresión politrópica del aire:

$$T'_{2'} - T_0 = \frac{T_2 - T_0}{\eta_c}$$

Fase 2'-3', combustión a presión constante:

$$T'_{3'} - T'_{2'} = T_3 - T_2 = \frac{L}{r_{cp}}$$

Fase 3'-5', expansión politrópica de los gases:

$$T'_{3'} - T'_{5'} \approx (T_3 - T_5) \eta_e$$

Siendo esta última fórmula solamente una aproximación, pues en realidad se verifica:

$$T'_{3'} - T'_{5'} = (T'_{3'} - T''_{5'}) \eta_e$$

habiendo tomado, pues,

$$T_3 - T_5 \approx (T'_{3'} - T''_{5'})$$

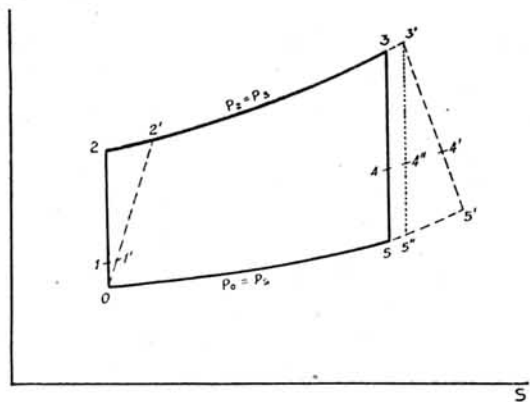


Fig. 1. Diagrama entrópico del ciclo.

El rendimiento real η_r se calculará del modo siguiente:

$$\eta_r = \frac{C_p (T'_{3'} - T'_{2'}) - C_p (T'_{5'} - T_0)}{T'_{3'} - T'_{2'}} = \frac{T'_{3'} - T'_{5'} + T_0 - T'_{2'}}{T'_{3'} - T'_{2'}} = \frac{(T_3 - T_5) \eta_e + \frac{T_0 - T_2}{\eta_c}}{T'_{3'} - T'_{2'}}$$

y como

$$\frac{T_3}{T_5} = \frac{T_2}{T_0}, \quad T_5 = \frac{T_0 T_3}{T_2}$$

sustituyendo:

$$\eta_r = \frac{T_3 \eta_e \left(1 - \frac{T_0}{T_2}\right) + \frac{T_0 - T_2}{\eta_c}}{T_3 - T_2} = \frac{\frac{T_3}{T_2} \eta_e \left(1 - \frac{T_0}{T_2}\right) - \frac{1}{\eta_c} \left(1 - \frac{T_0}{T_2}\right)}{\frac{T_3}{T_2} - 1}$$

y, finalmente,

$$\eta_r = \frac{\infty \eta_c - 1}{\infty - 1} \eta_c, \quad [2]$$

en la que

$$\infty = \frac{T_3}{T_2},$$

igual a la relación de temperaturas antes y después de la combustión.

Como vemos, la fórmula depende de tres parámetros: ∞ , η_c y η_e , y del rendimiento del ciclo teórico. Para su cálculo solamente se necesita manejar las temperaturas teóricas, ya que ∞ y η_c sólo dependen de ellas.

Denominando

$$\eta_{K'} = \frac{\infty \eta_c - 1}{\infty - 1},$$

que llamaremos rendimiento de calidad, el real η_r viene dado por el producto de $\eta_{K'}$ por η_e , representando el primero el límite inferior de las pérdidas a que pudiese aspirarse, y por tanto, el segundo nos indica la calidad o grado de perfección del motor.

Los rendimientos η_c y η_e de la compresión y expansión dependen a su vez de los rendimientos adiabáticos del compresor, turbina y toberas de entrada y salida, η_a , η_b , η_m y η_n , respectivamente. Si λ y μ son las relaciones

$$\lambda = \frac{T_1 - T_0}{T_2 - T_1}, \quad \mu = \frac{T_4 - T_5}{T_3 - T_4};$$

de los trabajos adiabáticos teóricos, de acuerdo con las simplificaciones adoptadas, η_c y η_e se expresarán mediante las fórmulas

$$\eta_c = \frac{\eta_a \eta_m (1 + \lambda)}{\eta_m + \lambda \eta_a}, \quad \eta_e = \frac{\eta_b + \mu \eta_n}{1 + \mu},$$

de inmediata deducción.

La fórmula que acabamos de obtener para el rendimiento es de suficiente aproximación, como veremos a continuación. En las revistas inglesas y americanas, que es hoy día casi la única fuente de información en España sobre estas cuestiones, no suelen aparecer datos sobre valores numéricos del rendimiento, pero pueden deducirse de otros que se insertan en ellas. Para poder utilizar estos datos, expresaremos el rendimiento de otra manera, como relación entre el

incremento de energía cinética comunicada al aire, y el calor de combustión, o sea:

$$\eta_r = \frac{(1 + r) \omega^2 - r V^2}{2 g \gamma L} \quad [3]$$

Fórmula exacta, ya que en ella tenemos en cuenta la diferencia de gastos entre las fases de compresión y expansión y con la que se obtendría el rendimiento auténtico del motor cuando la velocidad de salida de los gases de escape ω sea la verdadera.

A continuación tomamos datos aparecidos en la revista *Flight* del 18 de abril de 1944 para el motor Rolls-Royce "Nene":

El motor a régimen máximo en condiciones estáticas ($V = 0$) produce una tracción de 2.265 kilogramos, que con un gasto de combustible $m = 0.671$ kg/seg. y una relación aire/combustible $r = 60$, representa una velocidad de salida de gases de escape ω de 542 m/seg. Con este dato y con $L = 10.310$ kcal/kg., en la fórmula [3], para $V = 0$, obtenemos un rendimiento real y verdadero del motor igual a 0,208.

Para poder comparar este valor con el que obtengamos con la fórmula teórica [2], utilizaremos los datos siguientes:

Rendimiento de la compresión: $\eta_c = 0,76$.

Rendimiento de la expansión: $\eta_e = 0,93$.

Relación estática de compresión: $\beta = 4$.

Con $T_0 = 288^\circ$ y las fórmulas

$$T_2/T_0 = \beta \frac{r-1}{r}, \quad T_3 - T_2 = \frac{L}{r C_p},$$

calculamos:

$$T_2 = 426^\circ, \quad T_3 = 1.136^\circ,$$

y con ellas,

$$\eta_{K'} = 0,324, \quad \infty = 2,65,$$

resultando:

$$\eta_r = 0,225;$$

algo superior, lógicamente, al verdadero, a causa de no haber tenido en cuenta todos los motivos de pérdidas, pero muy aproximado, como podemos ver, ya que la diferencia entre ambos rendimientos es de 0,017, que nos representa desprestigiar el 1,7 por 100 de la energía del motor; error de poca consideración en la práctica. Cuando tratemos de cómo varía el rendimiento con la velocidad veremos cómo esta aproximación se conserva; de manera que la fórmula calcu-

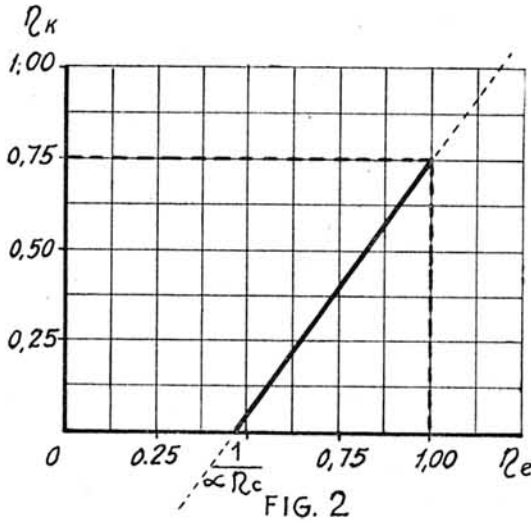


FIG. 2
Curva $\eta_{\kappa} = f(\eta_e)$

lada podemos darla por buena y deducir de ella las demás características del motor.

Si en [3] efectuamos la simplificación de tomar iguales los gastos de la compresión y expansión, y luego, para deducir ω en función de las temperaturas, admitimos las mismas salvedades que se hicieron para el cálculo de [2], ha de resultarnos, lógicamente, la misma fórmula.

Puede comprobarse del modo siguiente:

$$\begin{aligned} \eta_r &= \frac{\omega^2 - V^2}{2g\gamma L} \cdot r; \\ \frac{\omega^2}{2g\gamma L} &= C_p (T'_4 - T'_5) = \\ &= C_p (T'_3 - T'_5) - C_p (T'_3 - T'_4) = \\ &= C_p (T'_3 - T'_5) - C_p C T'_2 - T'_1) = \\ &= C_p (T_3 - T_5) \eta_c - C_p \frac{T_2 - T_0}{\eta_c} + C_p (T'_1 - T'_0) \\ \frac{V^2}{2g\gamma L} &= C_p (T'_1 - T'_0); \\ \frac{L}{r} &= C_p (T'_3 - T'_2) = C_p (T_3 - T_2); \end{aligned}$$

y sustituyendo en la fórmula de η_r que acabamos de poner, nos sale la [2].

* * *

Vamos a estudiar ahora cómo influyen en el rendimiento los tres parámetros η_e , η_c y ∞ . El rendimiento η_t del ciclo teórico ya sabemos que no depende más que de la razón de temperaturas T_2/T_0 ; de manera que nos limitaremos a considerar las tres curvas de η_k en función de η_e , η_c y ∞ .

Para η_c y ∞ constantes, la curva $\eta_k = f(\eta_e)$ es una recta, de pendiente $\frac{\infty}{\infty - 1}$ y ordenada en el origen $\frac{1}{\eta_c(\infty - 1)}$ (fig. 2). Cuando η_c sea menor que $\frac{1}{\infty \eta_c}$, η_k y, por tanto, η_r son negativos.

La curva $\eta_k = f(\eta_c)$ (fig. 3) es una hipérbola de asíntotas $\eta_k = \frac{\infty \eta_c}{\infty - 1}$ y $\eta_c = 0$. El coeficiente angular de la tangente a la hipérbola viene dado en cada punto por la fórmula $\frac{1}{\eta_c^2} \cdot \frac{1}{\infty - 1}$. Para η_c menor que $\frac{1}{\infty \eta_c}$, η_k es negativo, y con él η_r .

De la comparación de ambas curvas se deduce la mayor importancia del rendimiento de la expansión, influyendo más que el de la compresión en el del motor. En efecto, si comparamos los dos coeficientes angulares $\frac{\infty}{\infty - 1}$ y $\frac{1}{\eta_c^2} \cdot \frac{1}{\infty - 1}$ vemos que cuando $\eta_c > \frac{1}{V_{\infty}}$, la recta tiene mayor pendiente que la hipérbola, y cuando $\eta_c < \frac{1}{V_{\infty}}$, ocurre lo contrario. Para los valores usuales de ∞ , este valor de η_c viene a ser de 0,6,

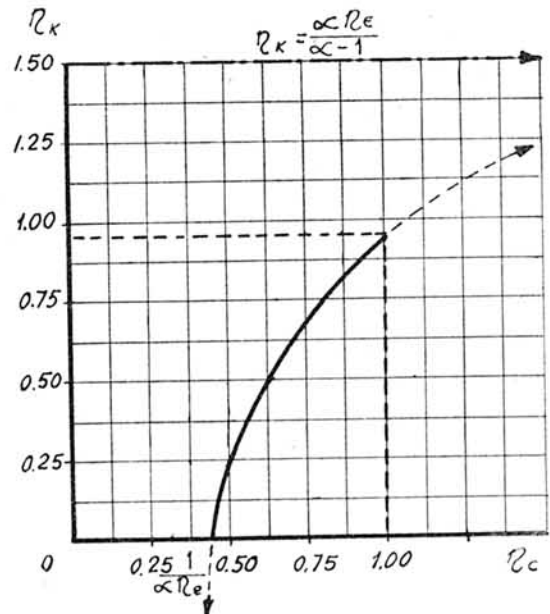


FIG. 3
Curva $\eta_{\kappa} = f(\eta_c)$

aproximadamente, lo que nos indica que para los valores prácticos de él, siempre superiores en la realidad a esta cifra, al ser de mayor pendiente la recta que la hipérbola, tiene mayor influencia en η_r el rendimiento de la expansión, puesto que un incremento de η_e repercutirá más en η_r que si hubiéramos aumentado en igual forma η_c . Un ejemplo numérico aclarará esta cuestión:

Para $\alpha = 2,6$, $\eta_c = 0,80$ y $\eta_e = 0,80$, resulta $\eta_k = 0,52$. Poniendo ahora $\eta_e = 0,90$, con los mismos valores anteriores de α y η_c , resulta $\eta_k = 0,68$, mientras que con $\eta_e = 0,90$, $\eta_c = 0,80$ y $\alpha = 2,6$, resulta sólo para η_k el valor de 0,60; o sea, el incremento de η_k conseguido al mejorar el rendimiento de la expansión, es el doble del obtenido al aumentar el de la compresión en la misma proporción.

Ya vimos que los rendimientos de la compresión y expansión dependen de los del compresor y turbina (ya veremos que son casi iguales a ellos); por tanto, se deduce de aquí el gran interés de tener altos rendimientos en estos órganos, especialmente en la turbina.

Cuando $\eta_e = \frac{1}{\alpha \eta_c}$ o $\eta_c = \frac{1}{\alpha \eta_e}$, el rendimiento del motor es nulo. Estos valores vienen a ser del orden de 0,50 para el primero y 0,40 para el segundo. Cuando alguno de los rendimientos disminuya hasta estos valores, toda la potencia de los gases de escape se invierte en mover el compresor, no produciendo el motor energía exterior alguna. Esto ocurría en los primitivos diseños de turbinas de combustión interna, que por deficiencias del proyecto apenas si se obtenía trabajo exterior útil. Cuando los

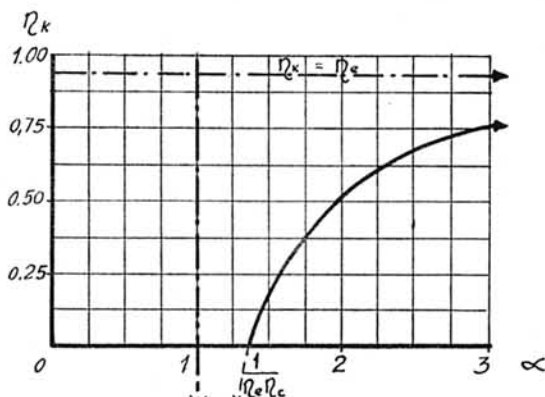


FIG. 4
Curva $\eta_k = f(\alpha)$

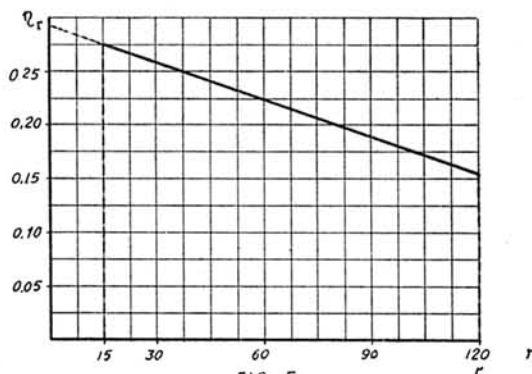


FIG. 5
Curva $\eta_r = f(r)$

rendimientos fuesen todavía menores, el motor sería incapaz de funcionar.

La curva $\eta_k = f(\alpha)$ es otra hipérbola (figura 4), decreciendo el rendimiento a medida que disminuye α . Pero es de mayor interés estudiar la dependencia de η_k con r , ya que α es función de esta relación y de T_2 . Podemos poner:

$$\alpha = \frac{T_2 + \frac{L}{r C_p}}{T_2} = 1 + \frac{L}{r C_p T_2};$$

y sustituyendo queda:

$$\eta_r = \frac{L \eta_e - r C_p T_2 \left(\frac{1}{\eta_c} - \eta_e \right) \eta_e}{L} \eta_e. \quad [4]$$

El rendimiento es función lineal decreciente de r (fig. 5), anulándose para

$$r = \frac{L \eta_e}{C_p T_2 \left(\frac{1}{\eta_c} - \eta_e \right)}$$

del orden de algo más de 200.

Desde el punto de vista del rendimiento, nos interesaría trabajar con los menores valores posibles de r , o, lo que es equivalente, con las mayores temperaturas posibles. Consideraciones metalúrgicas se oponen a esta elevación de temperatura, ya que los álabes de la turbina, especialmente, no pueden funcionar por encima de un cierto valor de ella. Pero no solamente es esto, como veremos más adelante; hay otros factores ajenos a la resistencia del motor que se oponen a que se trabaje con una pequeña relación aire/combustible, debiendo buscarse, como ya se dijo, un valor intermedio que nos produzca el máximo rendimiento global del grupo motopropulsor.

VARIACIÓN DEL RENDIMIENTO CON LA VELOCIDAD.

Todos los parámetros que intervienen en la fórmula del rendimiento son función de la velocidad. Por una parte, al ser proporcional este rendimiento al del ciclo teórico, varía con la velocidad proporcionalmente a como lo hacía éste. Por otra parte, la relación α también depende de la velocidad. En todos los cálculos supondremos que el motor funciona a régimen constante. En estas condiciones, la diferencia de temperaturas $T_3 - T_2$ permanece también constante, pues aunque aumenta algo el gasto de aire, el control barométrico de presión dinámica mantiene invariable la riqueza de la mezcla mediante un mayor consumo de combustible. Como la temperatura T_2 crece, por aumentar T_1 y permanecer fija la diferencia $T_2 - T_1$ (trabajo de compresión por kilogramo de aire constante), resulta que $\alpha = \frac{T_3}{T_2}$ disminuye, y con ella el rendimiento de calidad η_c .

Aunque en pequeña proporción, los rendimientos de la compresión y expansión son también función de la velocidad. Ya vimos que se expresaban mediante las fórmulas

$$\eta_c = \frac{\eta_a \eta_m (1 + \lambda)}{\eta_m + \lambda \eta_a}, \quad \eta_e = \frac{\eta_b + \mu \eta_m}{1 + \mu};$$

siendo

$$\lambda = \frac{T_1 - T_0}{T_2 - T_1}, \quad \mu = \frac{T_4 - T_5}{T_3 - T_4}.$$

Cuando $V = 0$, $\lambda = 0$ y $\eta_c = \eta_a$.

Al moverse el avión a régimen constante del motor, $T_1 - T_0$ aumenta, mientras $T_2 - T_1$ permanece constante. Por tanto, λ crece. Asimismo, como $T_3 - T_4 \approx T_2 - T_1 = \text{Cte.}$, y $T_4 - T_5$ crece, también aumenta μ .

Los rendimientos de la tobera dinámica y de la tobera de salida son algo superiores a los del compresor y turbina, respectivamente. Con un ejemplo numérico vamos a ver cómo la variación de η_c y η_e con la velocidad es pequeña.

Para $\beta = 4$ (que corresponde a una diferencia estática $T_2 - T_1 = 138^\circ$, pues al tomar $T_2 - T_1 = \text{Cte.}$, β varía con la velocidad), $r = 60$, $L = 10.310 \text{ kcal/kg.}$, tenemos, cuando $V = 0$:

$$T_1 - T_0 = 288^\circ$$

$$T_2 - T_1 + 138^\circ = 426^\circ$$

$$T_3 = T_2 + \frac{L}{r c_p} = 1.136^\circ$$

$$T_4 = T_3 - (T_2 - T_1) = 998^\circ$$

$$T_5 = \frac{T_3}{\beta \frac{r-1}{r}} = 769^\circ$$

que nos dan: $\mu = 1,66$.

Tomando $\eta_b = 0,85$, $\eta_a = 0,98$, resulta $\eta_e = 0,93$. Para $V = 262 \text{ m/seg.}$ son:

$$T_0 = 288^\circ$$

$$T_1 = T_0 + \frac{V^2}{2g \gamma c_p} = 323,6^\circ$$

$$T_2 = 461,6^\circ$$

$$T_3 = 1.171,6^\circ$$

$$T_4 = 1.033,6^\circ$$

$$T_5 = 793^\circ$$

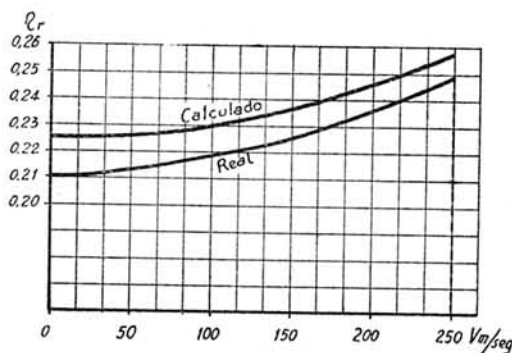


Fig. 6.

Curvas de rendimiento en función de la velocidad.

resultando $\mu = 1,74$, y con él, $\eta_e = 0,931$, con una diferencia inapreciable respecto al valor primitivo.

Para el rendimiento de la compresión, tomando $\eta_a = 0,76$, $\eta_m = 0,85$, para $V = 0$, resulta $\lambda = 0$, $\eta_c = 0,76$, mientras que para $V = 262 \text{ m/seg.}$, $\lambda = 0,258$, $\eta_c = 0,775$, con un valor algo superior al inicial, pero cuya influencia en la fórmula del rendimiento es muy pequeña, como fácilmente puede verse.

Puede tomarse, por tanto, como valor del rendimiento de la compresión el del compresor, y para el de la expansión, el combinado de la turbina y tobera en su valor inicial.

En la figura 6 pueden verse las curvas al ni-

vel del mar de η_r en función de la velocidad: la real, deducida de un gráfico de tracciones en función de la velocidad del Rolls-Royce "Nene", y la teórica, con la fórmula

$$\eta_r = \frac{\infty \eta_c - 1}{\infty - 1} \cdot \eta_c$$

en la que se toma: $T_2 - T_1 = 138^\circ$ (correspondiente a $\beta = 4$ para $V = 0$), $L = 10.310$ kcal/kg. kilogramo, $r = 60$ (valores del Rolls-Royce "Nene"), que dan:

$$T_2 - T_1 = 138^\circ = \text{Cte. (motor a régimen permanente.)}$$

$$T_3 - T_2 = 710^\circ = \text{Cte.}$$

y con

$$\eta_c = 0,76^\circ = \text{Cte.} \quad \eta_e = 0,93^\circ = \text{Cte.}$$

y las fórmulas

$$\eta_r = 1 - \frac{288^\circ}{138^\circ + \frac{V^2}{2g\gamma C_p}}$$

$$\infty = 1 + \frac{710^\circ}{138^\circ + \frac{V^2}{2g\gamma C_p}}$$

nos permite trazar la curva por puntos.

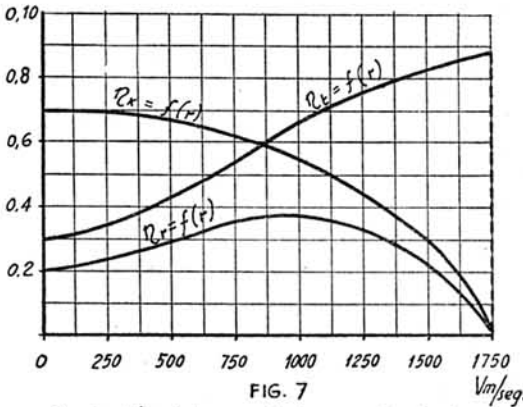


FIG. 7
Variación teórica de los rendimientos a grandes velocidades.

Se parte de los valores estáticos 0,225 y 0,208 (teórico y verdadero), y a 262 m/seg. (600 m. p. h) se llega a 0,253 y 0,248 con mucha aproximación, y acercándose algo el valor teórico al real al no haber tenido en cuenta la pequeña mejora de los rendimientos con la velocidad. De todas maneras, la fórmula, tal como la utilizamos, nos proporciona sobrada aproximación en la práctica.

* * *

Vamos por un momento a efectuar una disquisición teórica estudiando la fórmula del rendimiento para velocidades inasequibles en la práctica. En la figura 7 están representadas las tres curvas de η_c , η_e y η_r en función de V . La curva de η_r es creciente con una asíntota $\eta_r = 1$ para $V \rightarrow \infty$. Tiene un punto de inflexión para

$$V = \frac{1}{\sqrt{3}} \sqrt{2g\gamma C_p (T_0 + T_2 - T_1)}$$

η_e decrece parabólicamente (con η_c y η_r constantes), anulándose a unos 1.750 m/seg. El rendimiento η_r crece hasta unos 750 m/seg., anulándose para el mismo valor que η_e . En todas las velocidades prácticas que pudiéramos pensar en alcanzar, el rendimiento es una función creciente.

Que llegue a producirse la anulación del rendimiento, no es debido a simplificaciones hechas en su fórmula. Con otras más exactas se llega al mismo resultado. Puede explicarse físicamente este fenómeno teniendo en cuenta que la misión del combustible es producir un incremento de la energía del aire, compensando las pérdidas que se producen a su paso por el motor y aumentando la energía cinética que poseía en la entrada. Ahora bien: al ir aumentando la velocidad, las pérdidas por rozamiento son cada vez mayores (aunque su tanto por ciento permanezca invariable), y llegará un momento en que el combustible no sea capaz de vencerlas, saliendo el aire con la misma velocidad que entró. A partir de este punto el aire se frenaría en el motor, produciéndose un rendimiento negativo.

Volvemos a insistir en que esto no es más que una elucubración teórica, pues es imposible predecir lo que pasaría en la toma de aire a esas velocidades, y además, que se alcanzarían temperaturas imposibles de resistir por el material en el caso hipotético de que el aire siguiese comportándose como un gas perfecto.

VARIACIÓN DEL RENDIMIENTO CON LA ALTURA.

Tanto el rendimiento del ciclo teórico como el de calidad, aumentan, al disminuir con la altura, la temperatura de entrada T_0 ; el primero, por disminuir T_2/T_2 , y el segundo, por aumentar ∞ , ya que, como siempre, suponemos constantes las diferencias $T_2 - T_1$ y $T_3 - T_2$.

Con los datos numéricos que hemos tomado anteriormente para el motor ($T_2 - T_1 = 138^\circ$)

$T_3 - T_2 = 710^\circ$, $r = 60$, $L = 10.310$ kcal/kilogramos), y tomando $\eta_c = 0,76$, $\eta_e = 0,93$, constantes con la velocidad y altura, en la figura 8 tenemos trazados los gráficos de las variaciones de los rendimientos η_t , η_e y η_r en función de la velocidad y altura, desde 0 a 1.000 kilómetros/hora y desde 0 a 10.000 metros. Las líneas de trazo lleno nos dan la variación con la velocidad en el suelo y a 10.000 metros, mientras que las de puntos, con la altura, a 0 y 1.000 kilómetros/hora.

* * *

Antes de terminar el estudio del ciclo del motor queremos hacer mención de otro parámetro característico de él. Nos referimos a la relación entre la potencia disponible y la necesaria para la compresión.

A punto fijo ($V = 0$) se representa por la relación

$$\nu = \frac{Wd}{Wc} = \frac{T'_3 - T'_5 - (T'_2 - T_0)}{T'_2 - T_0}$$

que podemos simplificar en la forma

$$\nu = \frac{(T_3 - T_5) \eta_e - \frac{T_2 - T_0}{\eta_c}}{\frac{T_2 - T_0}{\eta_c}} \propto \eta_e \eta_c - 1,$$

que no es un valor constante al depender \propto de la velocidad y altura de vuelo. Siempre es menor que la unidad, estando comprendido para los motores usuales entre 0,75 y 0,85. En los primeros motores valía menos de 0,5, habiéndose mejorado este coeficiente gracias al aumento progresivo de los rendimientos del compresor y turbina y del incremento de la temperatura de combustión.

TRACCION O REACCION PROPULSORA. SU DEPENDENCIA CON LA RELACION AIRE/COMBUSTIBLE.

Por apremio de espacio no entraremos en un estudio detallado de la reacción. Nos limitaremos a establecer su fórmula en función del rendimiento y analizaremos cómo varía con la relación aire/combustible r , insertando algunas nociones de su dependencia con la velocidad y altura.

Como ya sabemos, la reacción se deduce expresando que es igual a la variación en la unidad de tiempo de la cantidad de movimiento.

O sea:

$$R = \frac{m}{g} (1+r) \omega - \frac{m}{g} r V = \frac{m}{g} [(1+r) \omega - r V]; \quad [5]$$

o bien de un modo aproximado, igualando los gastos de la compresión y expansión:

$$R = \frac{m}{g} r (\omega - r); \quad [6]$$

que con

$$\eta_r = \frac{\omega^2 - V^2}{2g \tilde{f} L} \cdot r,$$

despejando ω y sustituyendo en [6],

$$R = \frac{m}{g} [V \sqrt{2g \tilde{f} L r \eta_r + r^2 V^2} - r V]; \quad [7]$$

o bien con

$$\eta_r = \frac{(1+r) \omega^2 - r V^2}{2g \tilde{f} L};$$

y sustituyendo en [5],

$$R = \frac{m}{g} [V(1+r) (2g \tilde{f} L \eta_r + r V^2) - r V]. \quad [8]$$

R depende de la velocidad directamente y por intermedio de η_r . También el gasto de combustible m es función de la velocidad, aunque el

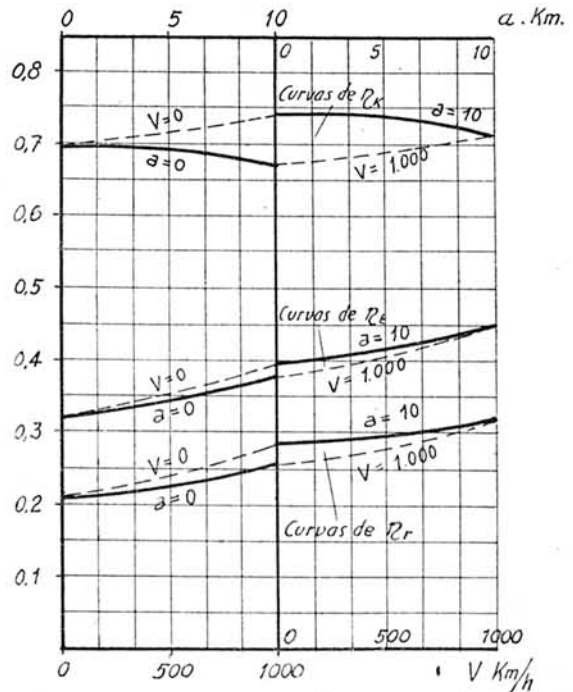


FIG. 8

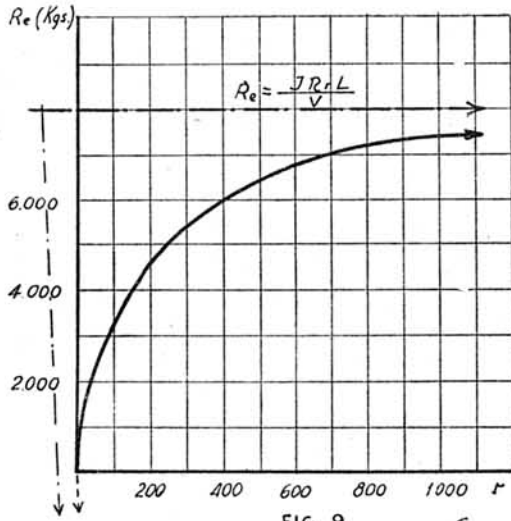


FIG. 9
Curva $R_e = f(r)$ para $V = 100 \text{ m/seg.}$
y $\rho_r = \text{constante.}$

motor funcione a régimen constante. El gasto de aire no es constante, aumentando algo la velocidad de entrada en el compresor, y el regulador de combustible—como ya se dijo—, aumentando el consumo de combustible, mantiene la riqueza de la mezcla. Estas curvas de la reacción en función de la velocidad a régimen constante, como es lógico, no pueden ser realizadas experimentalmente en vuelo; han de calcularse teóricamente o bien en banco.

Las curvas $R = f(V)$ son bien conocidas y han sido publicados gráficos de ellas en varias revistas. Tienen mayor interés las curvas de reacción específica o reacción por kilogramo de combustible en función de V también. Pueden estudiarse analíticamente de un modo sencillo al estar comprendidas entre las hipérbolas que se obtienen, dando valores constantes al rendimiento, por ejemplo, el estático y el que se obtenga a la velocidad máxima a que vaya a volarse; pero, como hemos dicho, no insistiremos más en esta cuestión. Con la altura varía la reacción por intermedio del rendimiento y del consumo de combustible, ya que este último hay que disminuirlo mediante un regulador barométrico, de acuerdo a como varía la densidad del aire, ya que si no, se enriquecería la mezcla y se embalaría el motor. Es de hacer notar que, debido al gran incremento que experimenta el rendimiento, el mínimo de la tracción cuando aumenta la velocidad llega a desaparecer cuando volamos a la altura suficiente.

* * *

Supongamos por un momento que el rendimiento térmico no dependa de la relación aire/combustible r . En estas condiciones, la curva $R_e = f(r)$ para consumo constante de combustible (tomamos $m = 1 \text{ kg.}$), o sea la función:

$$R_e = \frac{1}{g} [V \sqrt{2g \tilde{J} L r \eta_r + r^2 V^2} - r V]$$

(para $V = \text{Cte.}$).

es una hipérbola de asíntota horizontal dada por

$$R_a = \frac{\tilde{J} L \eta_r}{V}$$

(figura 9). Por tanto, entre $r = 15$ (valor mínimo de funcionamiento posible) y $r = \infty$, la reacción es función creciente de r . Por otra parte, ya vimos que al ir aumentando r , el rendimiento térmico disminuye, llegando incluso a anularse. La reacción disminuye con η_r y se anula con él; de manera que tiene que haber un valor óptimo de r que nos dé el máximo para la reacción específica.

Imponer la condición de que la reacción por kilogramo de combustible sea máxima, equivale a fijar lo mismo para el rendimiento del grupo motopropulsor, que es a lo que siempre debe tenderse, por darnos la relación entre el trabajo útil y la energía consumida. Este rendimiento global se expresa mediante la fórmula

$$\eta_g = \frac{R_e V}{L};$$

o más exactamente, con la

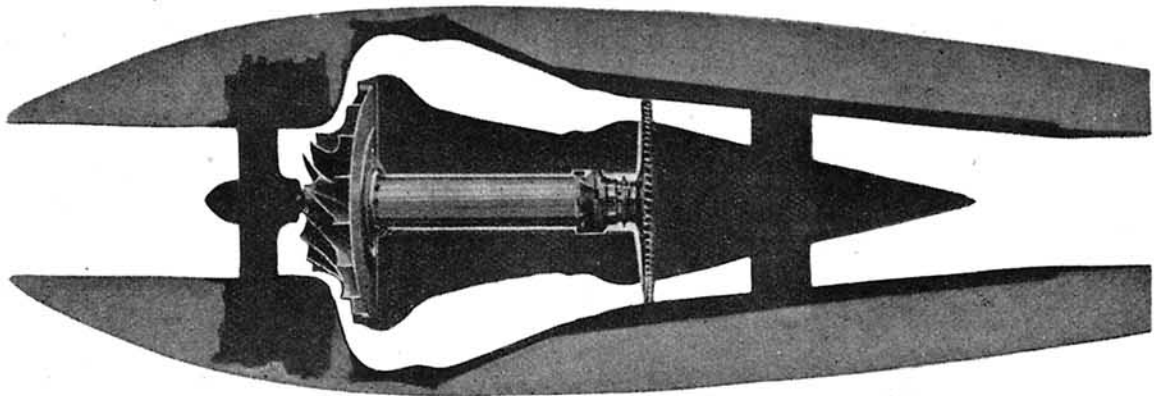
$$\eta_g = \frac{\eta_e V}{L + \frac{V^2}{2g}}$$

para hacer intervenir la energía cinética del combustible que vamos consumiendo. Para las velocidades usuales ambos coinciden prácticamente.

Como en esta fórmula para el estudio de la función $R = f(r)$ la velocidad interviene como parámetro, el rendimiento global será máximo cuando la reacción específica lo sea.

El estudio analítico de los máximos de la función $R = f(r)$ es bastante dificultoso, aunque puede realizarse. Para $V = 0$, es sencillamente hallar el valor de r que hace máxima R_e . Ponemos:

$$R_e = r_{\omega} = r \frac{\sqrt{2g \tilde{J} L \eta_r}}{r} = \sqrt{2g \tilde{J} L \eta_r},$$



y habremos de hallar el máximo de r , η_r , o sea de

$$r \eta_r = \frac{r \left[L \eta_e - r C_p T_2 \left(\frac{1}{\eta_c} - \eta_e \right) \right]}{L}$$

que es una función de segundo grado en r . Derivando e igualando a cero, da:

$$r_m = \frac{L \eta_e \eta_c}{2 C_p T_2 (1 - \eta_e \eta_c)} \quad [9]$$

siendo función r_m de L , T_2 y los rendimientos η_c y η_e .

El máximo de r es proporcional al poder calorífico inferior del combustible L , con explicación física lógica, pues al ser mayor L aumenta la temperatura de combustión, permitiendo funcionar con menor riqueza de mezcla. También r_m es función creciente de los dos rendimientos η_c y η_e , como era de esperar, puesto que la causa de que disminuya el rendimiento η_e al aumentar r se debe a la introducción del rendimiento de calidad η_k , función de ellos. Si el motor trabajase siguiendo el ciclo teórico, como su rendimiento η_e no depende de r , la reacción específica sería máxima cuando $r = \infty$. En la fórmula anterior también puede comprobarse esto fácilmente, haciendo $\eta_c = \eta_k = 1$. En cambio, r_m es función decreciente de la temperatura de entrada en la cámara T_2 . Al aumentar esta temperatura, para $T_3 - T_2 = \text{Cte. } \infty$ disminuye, y con él el rendimiento de calidad, debiendo compensarse esta disminución con un máximo de r_m mayor.

Hemos visto un caso particular en el que la velocidad era nula y operábamos al nivel del mar. En cualquier otra circunstancia, el máximo de r depende de la velocidad y altura. Como ya se dijo, el estudio analítico es dificultoso, siendo más sencillo efectuarlo gráficamente.

Con la fórmula

$$R_e = \frac{1}{g} [V \sqrt{2g \gamma L r \eta_r + r^2 V^2} - r V].$$

Como ya hemos visto cómo se calcula la variación de η_e con la velocidad y altura, podemos dibujar las curvas $R = f(r)$ para diferentes alturas y velocidades.

En la figura 10 tenemos trazadas cuatro curvas de esta clase a 0 y 10.000 m. para dos velocidades de 0 y 300 m/seg. Están trazadas con los datos siguientes:

$$\begin{aligned} L &= 10.310 \text{ Kcal/Kg.} \\ T_3 - T_1 &= 138^\circ \\ T_3 - T_2 &= 710^\circ \\ \eta_c &= 0,76, \quad \eta_e = 0,93 \end{aligned}$$

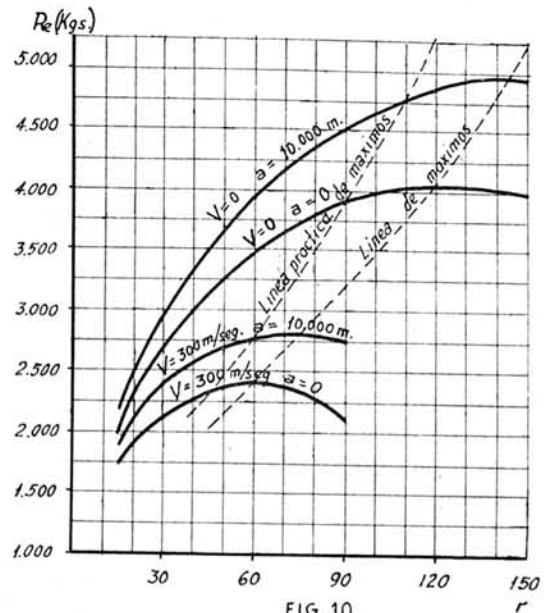


FIG. 10
Curvas de reacción específica en función de r

El máximo de la curva para $V = 0, a = 0$, pasa por $r = 120$, valor que se obtiene también sustituyendo estos valores en la fórmula de r_m . La línea de máximos pasa por $r = 145$ cuando $V = 0, a = 10.000$ m. sigue por $r = 120$ ($V = 0, a = 0$); vale alrededor de 75 en $V = 300$ m/seg., $a = 10.000$ m., y baja, finalmente, al valor $r = 60$ cuando $V = 300, a = 0$. Nótese el efecto de la altura de desplazar el máximo hacia la derecha, mientras que la velocidad lo desplaza hacia la izquierda, disminuyendo, por tanto, el valor de r .

En todos los datos que se han publicado sobre turbo-reactores aparece siempre el valor de la relación aire/combustible en peso r , igual a 60 o muy próximo a él. Como vemos, este valor r solamente es óptimo en nuestro caso cuando el avión marche a su velocidad máxima y al nivel del mar. Ahora bien, si nos fijamos en la forma de las curvas, veremos que todas ellas tienen una zona casi horizontal en las proximidades del máximo. Hemos trazado otra línea, que hemos denominado "curva práctica de máximos". Los puntos en que esta línea corta a las curvas trazadas tienen, respecto a los máximos, una pequeña disminución de los valores de las reacciones específicas; pero esta desventaja se compensa con la reducción considerable conseguida en los valores de r , llegando en algunos casos a valer más de 30 esta disminución. Debemos tener en cuenta que, como estamos operando con consumo de combustible constante, disminuir r significa reducir el gasto de aire en la misma proporción, y que, por ejemplo, pasar de 90 a 60 en el valor de la relación r equivale a disminuir en un tercio todas las secciones de paso de aire del motor, con la consiguiente mejora en peso y volumen.

El valor $r = 60$ vemos que se adapta bien a los valores deseables indicados por la curva práctica trazada. La línea $V = 0, a = 10.000$ metros es hipotética, y los otros tres puntos tienen valores de 90, 60 y 45, siendo, por tanto, 60 un valor intermedio, con la ventaja, además, de ser el máximo auténtico cuando $V = 300$ m/segundos y $a = 0$, que serían las condiciones en que necesitamos mayor tracción propulsora.

Creemos, pues, que es este el motivo de haberse adoptado para los turbo-reactores el valor r igual a 60, indicado, como hemos dicho, en todas las revistas, pero sin explicar la razón.

El cálculo analítico ya dijimos que era dificultoso, pero que podía realizarse sin inconveniente. Indicaremos aquí solamente la manera de realizarlo:

Se deriva la ecuación:

$$R_e = \frac{r}{g} (\omega - V); \quad \left(\frac{d R_e}{d r} \right)_V = 0;$$

$$\omega + r \frac{d \omega}{d r} - V = 0;$$

y por intermedio de las:

$$\omega = \sqrt{\frac{1}{r} 2 g \mathcal{J} L \eta_r};$$

$$\eta_r = \frac{1}{L} \left[\eta_c - r C_p T_2 \left(\frac{1}{r_c} - \eta_c \right) \right] \eta_c;$$

e igualando a cero, se llega a una ecuación de segundo grado en r con las dos raíces positivas. El primer valor corresponde a los máximos estudiados gráficamente, y el segundo a un mínimo situado en la zona de reacciones negativas, y, por tanto, sin interés para nuestro caso.

